Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Society of Manufacturing Engineering of Iran

Derivation of the Aerodynamic Characteristics of a Ribbon Parachute by Truck Tow Test

Research Article

Mohammad Reza Salimi[1], Amir Hamzeh Farajollahi[2], Amir Hosein Mohseni kafshgarkolaei[3], Mahmood Ayoobi[4]

DOI: 10.22067/jacsm.2023.76405.1116

1-Introduction

Since the beginning of the space age, parachute-based recovery systems have often been used to recover space cargo. In this case, two-stage parachute systems are usually used to recover a space cargo. Due to the high initial speed of the cargo when it enters the atmosphere, a high-speed parachute stage is used to reduce the speed of the cargo and make it stable. The so-called first-stage parachute is called a brake chute. Brake chutes are usually of balut, ribbon, and ring slot types, which are selected and designed according to the cargo speed, altitude, weight, and atmospheric conditions. Braking parachutes have more porosity than textile parachutes. The higher the porosity of a parachute, the lower the drag coefficient and opening force, but the higher its stability. This is the reason for using brake parachutes as the first stage of space cargo recovery. After reducing the speed of the cargo and stabilizing it with the braking parachute, the main textile parachutes are used as the second step of recovery and lead to a gentle landing of the cargo on the ground.

One of the methods of studying parachutes is to perform flight tests. In these tests, the cargo and parachute assembly are tested by a rocket or aircraft. Flight tests are the most accurate method of evaluating the performance of parachutes and are the most consistent with realistic conditions. However, these tests are expensive and cannot obtain all the required parameters, such as canopy pressure distribution. In addition to flight testing, other methods, including truck towing and wind tunnel testing are also common for evaluating parachute performance.

The truck towing test is performed by restrained movement (towing) of the parachute by a vehicle, such as an airplane, missile, truck, van, or boat. Truck towing test has some advantages, including relatively easy control of test conditions, accurate performance measurement, reusability of test vehicles, ease of repeated testing, and low cost. On the other hand, this method has some disadvantages, namely the impossibility of testing for high speeds, limitation in the distance of the parachute from the vehicle, measurement errors due to diverse factors (e.g., ground effects, the effects of vehicle wake region on parachute aerodynamics, change of wind direction).

In addition to the experimental methods, with the advancement of computational fluid dynamics (CFD) techniques and the increase in the processing power of computers, the use of this method in the design and performance evaluation of parachutes is constantly rising. Although the flexible fabric structure of parachutes makes it difficult to use CFD for performance evaluation, significant progress has been made in this regard. Therefore, today we see a wide range of numerical studies in the field of parachute aerodynamics.

In this research, a flat circular ribbon parachute was designed and constructed. The parachute model was created in CATIA software and after mesh generation by Pointwise software, it was numerically analyzed using Fluent software. In addition to the numerical simulations, the performance of the constructed parachute was evaluated by the truck tow test, which is one of the well-known tests for evaluating the performance of parachutes. Comparing the drag coefficient measured in the truck tow test with the numerical results shows the effectiveness of this method despite its very low costs compared to other parachute testing methods. Based on the searches by the researchers of the present study, no similar research has compared the results of the truck tow test with those of CFD on ribbon parachutes. Therefore, the current research can be considered innovative in this sense.

2-Numerical Simulations

The simulations were performed at seven speeds in the range of 10-120 m/sec. In this case, the flow regime according to the dimensionless Reynolds number ($Re=\rho uL/\mu$) and considering the inflated diameter of the parachute as a length scale is in the range of 1-106. Accordingly, the flow is considered to be incompressible and fully turbulent. Calculations were performed in three dimensions on a grid with about 2 million cells using the finite volume method. Figure 1 shows the designed

*Manuscript received: April 24, 2022. Revised, December 6, 2022, Accepted, August 26, 2023.

[1] Corresponding author: Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran.
Email: mohammadsalimi@ari.ac.ir.
[2] Assistant Professor, Imam Ali University, Tehran, Iran.
[3] Aerospace Research Institute, Tehran, Iran.
[4] Aerospace Research Institute, Tehran, Iran.

parachute model. An image of the constructed parachute is also shown in Figure 2.

Figure 3 demonstrates the flow streamlines passing through and around a sector of a parachute at a speed of 120 m/sec. The color of streamlines is set based on the velocity magnitude. As can be seen, a large part of the flow passes through the openings of the parachute. The flow passing through these holes leads to the breaking of the vortices in the wake area and prevents the asymmetric vortex shedding in the wake region. This issue reduces the range of parachute fluctuations and is the main cause of the high stability of ribbon parachutes.

3-Experimental Measurements

Unlike the numerical simulations that were performed at seven speeds of 10, 20, 30, 40, 80, 100, and 120 m/s. Experimental measurements were performed only at two speeds of 20 and 30 m/s. The reason for this problem is the power limitation of the vehicle used to reach speeds greater than 30 m/s.

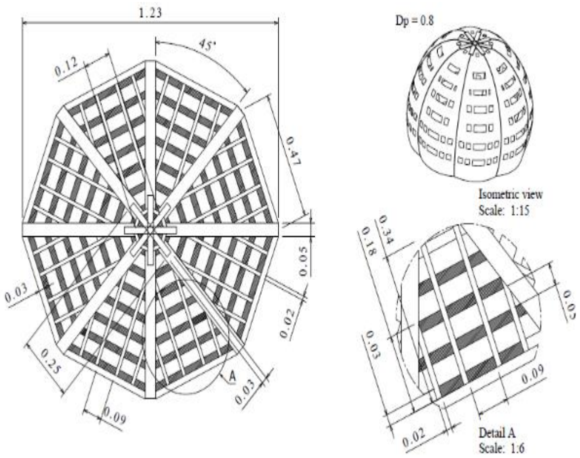


Fig. 1. Designed parachute model



Fig. 2. Constructed parachute

The process of inflating the parachute from the moment it is thrown out of the vehicle to the full opening stage is shown in Figure 4. The drag coefficient values calculated by numerical simulation and the values measured in the truck towing test are shown in Figure 5. As can be seen, the drag coefficient has almost a constant value in the investigated speed range.

This issue shows the lack of change in the flow structures in the examined speed range. As mentioned, due to the limitations in the speed of the vehicle, experimental measurements were performed only at two speeds of 20 and 30 m/s. The difference between numerical results and experimental data at these speeds was approximately 10%. This difference can be attributed to numerical errors, such as discretization error, turbulence modeling, steady-state simulation, and grid quality. On the other hand, uncertainties related to experimental measurements, such as wind speed and direction, parachute oscillations, and vehicle wake affect parachute aerodynamics and resualts.

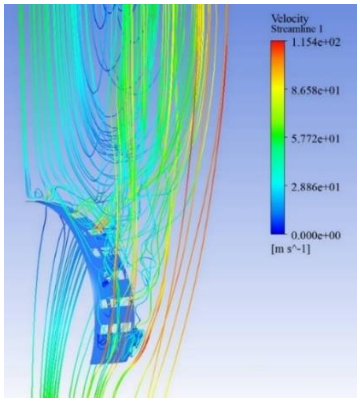


Fig. 3. Flow streamlines around a parachute sector

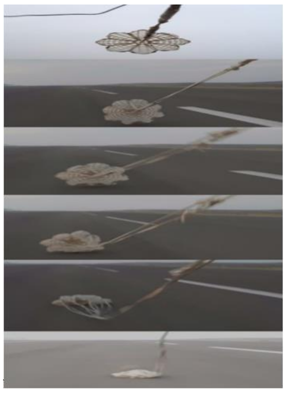


Fig. 4. Parachute inflation process

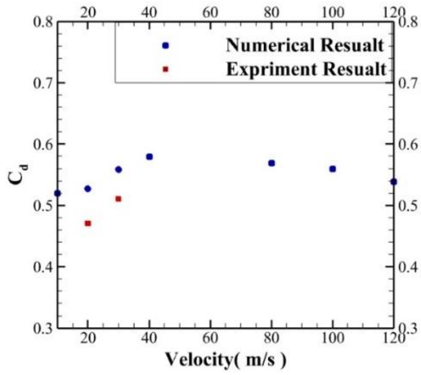


Fig. 5. Comparison between numerical and experimental result.

4- Conclusion

In this research, the performance of a flat circular ribbon parachute was evaluated using CFD and truck towing tests. The drag coefficient the most important aerodynamic coefficient of a parachute was measured and compared using both methods. The comparison of the results showed the appropriate accuracy of the truck towing test as a preliminary estimate of the aerodynamic characteristics of a parachute.

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

انجمن مهندسی ساخت و تولید ایران

دانشگاه فردوسی مشهد

استخراج ویژگی‌های آیرودینامیکی چتر ریبونی توسط آزمون کشش خودرو*

مقاله پژوهشی

محمدرضا سلیمی[۱] امیرحمزه فرج الهی[۲] امیرحسین محسنی کفشگر کلائی[۳] محمود ایوبی[۴]

DOI: 10.22067/jacsm.2023.76405.1116

چکیده *چترهای ریبونی به عنوان کاهنده‌های سرعت و یا پایدارساز برای محموله‌های پرسرعت و هواپیماها استفاده می‌شوند. ضریب تخلخل بالا و شکل هندسی متفاوت آن‌ها به دلیل عملکرد این چترها در سرعت‌های بالا می‌باشد. در مقاله حاضر یک چتر ریبونی مسطح برای بازیابی یک محموله فضایی ۳۵۰ کیلوگرمی مشخص طراحی و بارهای آیرودینامیکی وارد بر آن محاسبه می‌شود. جنس چتر طراحی شده نایلون ۶۶ بوده و قطر پرباد شده آن ۱/۲ متر می‌باشد. در ابتدا به معرفی انواع روش‌های آزمون چتر پرداخته می‌شود. پس از طراحی اولیه چتر، مدل سه‌بعدی چتر استخراج و جریان پیرامون آن شبیه‌سازی می‌شود. در نهایت برای ارزیابی طراحی چتر و شبیه‌سازی‌های به عمل آمده، آزمون کشش چتر به وسیله خودرو انجام گرفته است. مقایسه نتایج شبیه‌سازی‌ها و داده‌های تجربی حاصل از آزمون کشش خودرو مطابقت خوبی با یکدیگر دارند که نشان از کارایی آزمون کشش خودرو به عنوان یک روش کم هزینه برای اندازه‌گیری تقریبی ضریب پسا و پایداری چتر در سرعت‌های پایین دارد.*

واژه‌های کلیدی طراحی چتر ترمزی، شبیه‌سازی چتر، بازیابی محموله فضایی، چتر ریبونی، آزمون کشش خودرو.

Derivation of Aerodynamic Characteristics of a Ribbon Parachute by Truck Tow Test

Mohammad Reza Salimi Amir Hamzeh Farajollahi Amir Hosein Mohseni kafshgarkolae Mahmood Ayoobi

Abstract *Ribbon parachutes are used for speed reduction and stabilization of high-speed payloads and aircraft. The high porosity and their different geometrical shape are due to the performance of these parachutes at high speeds. In this paper, a ribbon parachute for recovery of a 350 kg spatial consignment has been designed, and by means of a set of tools, the aerodynamic and structural loads are calculated. The canopy is made from nylon 66; its deployed diameter is equal to 1.2 m. First, the types of parachute test methods are introduced. After the initial parachute design, the output of the design is modeled and simulated. Finally, to evaluate the design brake parachute, the vehicle's parachute traction test was used for validation. Comparing the results of simulations and experimental data obtained from the truck tow test are in acceptable agreement with each other, which shows the effectiveness of the truck tow test as a low-cost method for approximate measurement of drag coefficient and parachute stability at low speeds.*

Key Words Brake Parachute Design, Parachute Simulation, Space Payload Recovery, Ribbon Parachute, Truck Tow Test.

* تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۱/۲/۴ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۲/۶/۴ می‌باشد.

(۱) نویسنده مسئول: استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

Email: mohammadsalimi@ari.ac.ir

(۲) استادیار، دانشگاه امام علی(ع)، تهران، ایران

(۳) کارشناس پژوهشی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

(۴) کارشناس پژوهشی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

مقدمه

از آغاز عصر فضا تاکنون به منظور بازیابی محموله‌های فضایی اغلب از سامانه‌های بازیابی مبتنی بر چتر بهره برده شده است. در این حالت برای بازیابی یک محموله فضایی معمولا از دو مرحله چتر استفاده می‌شود. با توجه به سرعت اولیه بالای محموله به هنگام ورود به جو از یک مرحله چتر برای کاهش سرعت محموله و ایجاد پایداری در آن استفاده می‌شود. اصطلاحا به چتر مرحله اول، چتر ترمزی گفته می‌شود. چترهای ترمزی معمولا از نوع، بالوت، ریبونی و رینگ اسلات می‌باشند که باتوجه به شرایط و ورودی‌های محموله انتخاب و طراحی می‌شوند. بقای محموله و به سلامت فرود آمدن آن به عملکرد مناسب چتر ترمزی وابسته است. از این رو طراحی و آزمون چتر ترمزی بسیار حائز اهمیت می‌باشد. نتیجه طراحی، شبیه‌سازی‌ها و ساخت چتر در آزمون‌های مرتبط با عملکرد مجموعه پیش از استفاده بر روی محموله فضایی مشخص می‌شود و در صورت نیاز اصلاح یا تغییرات انجام می‌-شود.

از مهم‌ترین نکاتی که در طراحی یک سامانه بازیابی اهمیت دارند می‌توان به مواردی چون ضربه پایین هنگام گشایش چترها، حجم و وزن پایین، ضریب پسای بالا، پایداری مناسب و انطباق‌پذیری با محیط اشاره نمود. نحوه گشایش چتر، جانمایی مناسب، بررسی و تحلیل مقاومت مواد تشکیل‌دهنده چترها هنگامی که در معرض حرارت، خستگی، سایش و رطوبت قرار می‌گیرند نیز از جمله موارد مهمی هستند که در طراحی چترها بایستی مورد توجه قرار گیرند [1].

با شروع پرواز فضاپیماهای شاتل (STS-49) در سال ۱۹۹۲ میلادی، چتر ترمزی به زیر سامانه کاهش سرعت فضاپیماهای شاتل اضافه شد. اضافه شدن این زیر سامانه به یک وسیله نقلیه فضایی نیازمند مجموعه‌ای از تجزیه و تحلیل‌های آیرودینامیکی و آزمایش‌های مرتبط با عملکرد سامانه بود [2].

چترهای ترمزی دارای تخلخل بیشتری نسبت به چترهای یکپارچه هستند. تخلخل بیشتر علاوه بر پایداری بیشتر، نیروی بازشوندگی کمتری نسبت به چترهای یکپارچه را سبب می‌شود که یکی از نتایج آن ورود شتاب بازشوندگی کمتر به محموله است. تیلور و همکارانش سامانه فرود فضاپیمای کیستلر (Kistler) را طراحی کردند که شامل چترها و کیسه‌های هوا برای فرود آمدن محموله K-1 بود. این محموله یک کار تجاری و توسعه‌ای استفاده مجدد حامل‌ها در جهان است. نوع و نحوه آزمایش چترها برای بازیابی برنامه کیسلر در مرجع [1] ارائه شده است. میرسون و کنت برجسته‌ترین سامانه‌های هدایت محموله تا مرحله تحویل آن‌ها روی زمین را بررسی کرده است. در مطالعه آن‌ها الزامات عملکردی و ویژگی‌های هر مأموریت مورد بررسی قرار گرفته است [3].

چترها از اصلی‌ترین کاهنده‌های سرعت در کاربردهای مختلف هوایی و فضایی محسوب می‌شوند. تعیین دقیق ضرایب آیرودینامیکی چترها در روند طراحی مجموعه کاهنده سرعت دارای اهمیت به‌سزایی است. ضریب پسای چتر در تعیین میزان سرعت فرود، شتاب و نیروهای وارد بر کانوپی چتر در فرایند باز شدن و مشخص کردن ابعاد و اندازه چتر اهمیت دارد. ضریب پسا به عوامل مختلفی همچون نوع چتر، میزان نفوذپذیری پارچه، سرعت حرکت، جرم محموله و موارد دیگر بستگی دارد.

یکی از روش‌های مطالعه چترها انجام آزمایش‌های پرتابی است. در این آزمون‌ها چتر با ابعاد واقعی یا مقیاس شده را به وسیله راکت پرتاب و یا از یک هواگرد در آسمان رها می‌کنند. در آزمایش‌های پروازی، تمامی پارامترهای مورد نیاز، مانند توزیع فشار کانوپی قابل دسترسی نیست. روش دیگر جهت تخمین ضرایب آیرودینامیکی چترها، انجام شبیه‌سازی عددی است که توسعه و افزایش دقت آن‌ها، در جهت کاهش هزینه‌های آزمایش‌ها دارای تأثیر بسیار مثبتی است. در شبیه‌سازی‌های عددی چترها، در نظر گرفتن دقیق شرایط برهم‌کنش سازه-سیال در فرایند پرباد شدن چتر، دارای پیچیدگی بسیاری است که در این زمینه، تحقیقات متعددی انجام گرفته است [4].

هوانگ (Huang) و همکارانش در سال ۲۰۲۰ فرایند پر باد شدن چتر از نوع دیسک-گپ-بند (disk-gap-band) را در رژیم مافوق صوت و اتمسفر سیاره مریخ مورد مطالعه عددی قرار دادند. آن‌ها از یک مدل اویلری جهت شبیه‌سازی اندرکنش سازه و سیال در رژیم جریان مافوق صوت با در نظر گرفتن اثرات بندهای تعلیق استفاده کردند. نتایج شبیه‌سازی‌های آن‌ها مطابقت خوبی با داده‌های دریافت شده ناسا از مریخ‌نشین کنجکاوی (Curiosity) دارد [5]. یانگ (Yang) و همکارانش در سال ۲۰۲۱ اثرات ضریب گذردهی پارچه روی عملکرد یک چتر در جریان مافوق صوت را به‌صورت عددی و تجربی مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که با افزایش گذردهی پارچه،

گستردگی ناحیه گردابه‌ای موجود در پایین‌دست چتر کاهش یافته و فاصله آن از چتر نیز بیشتر می‌شود. همچنین، مشاهده می‌شود که با افزایش ضریب گذردهی، دامنه نوسانات ضریب پسا نیز کاهش می‌یابد که به معنی افزایش پایداری چتر می‌باشد [6]. جیا (Jia) و همکارانش در سال ۲۰۲۰ جریان مافوق صوت پیرامون یک چتر رینگ-سیل (Ring sail) را برای استفاده در اتمسفر سیاره مریخ مورد مطالعه عددی قرار دادند. آنها اثرات میزان تخلخل پارچه چتر و توزیع آن را روی آیرودینامیک این نوع چتر بررسی کردند. شبیه‌سازی‌های آنها در عدد ماخ ۲، همراه با محموله می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی‌های آنها نشان می‌دهد که تخلخل بیشتر در دامن چتر ساختار پایدارتری در مقایسه با تخلخل بیشتر در نزدیکی رأس چتر ایجاد می‌کند [7]. همچنین، با افزایش تخلخل در نزدیکی دامن چتر ضریب پسا کاهش می‌یابد اما پایداری مجموعه چتر و محموله بیشتر می‌شود. فن و همکارانش در سال ۲۰۲۲ تحقیق مشابهی روی اثرات ضریب تخلخل پارچه چتر روی عملکرد چتر دیسک-گپ-بند در جو رقیق سیاره مریخ انجام دادند. تحقیق آنها در رژیم جریان گذر صوت و مافوق صوت انجام گرفت. نتایج آنها نشان می‌دهد که با افزایش تخلخل پارچه چتر، ضریب پسا اگر چه خیلی جزئی اما کاهش می‌یابد [8].

فن و همکارانش در سال ۲۰۲۲ جریان مافوق صوت پیرامون یک شبه- چتر را با در نظر گرفتن اثرات آشفتگی جریان مورد بررسی عددی قرار دادند. عدد ماخ جریان در تحقیق آنها برابر ۲ و آشفتگی جریان با استفاده از دو رهیافت شبیه‌سازی معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز (RANS) و شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده (DES) مدل‌سازی شده است. نتایج آنها نشان می‌دهد که رهیافت مدل‌سازی آشفتگی اگر چه تأثیر محسوسی روی دینامیک موج شوک ندارد اما روی ساختارهای گردابه‌ای جریان بسیار تأثیرگذار می‌باشد [8].

داوودیان و آزادی در تحقیقاتی تأثیر رینولدزهای مختلف روی ایرودینامیک چتر با و بدون حضور هواکش (Vent) را بررسی کردند [9]. در تحقیقی دیگری که به صورت شبیه‌سازی عددی و تجربی انجام شد، تأثیرات تخلخل روی ضرایب پسای چتر بررسی شد [10]. در تحقیقی دیگر که توسط گا (Gao) و همکارانش انجام شد، به صورت عددی و با کمک یک مدل تئوری اثرات تخلخل روی نیروی پسآ بررسی و شبیه‌سازی شد [11].

پرا تاپ و هم‌کارانش اثرات ناحیه دنباله محموله روی عملکرد چترها را مورد مطالعه قرار داد [12]. سلیمی و همکارانش نیز اثرات ناحیه دنباله محموله روی عملکرد چترهای پارچه‌ای را به صورت عددی بررسی کردند. آنها در تحقیق دیگری نیروهای آیرودینامیکی وارد بر یک چتر ریبونی و تنش‌های حاصل از اعمال این نیروها را به صورت عددی شبیه سازی کردند [13,14]. از دیگر تحقیقات انجام گرفته روی اثرات ناحیه دنباله بر عملکرد چترها می‌توان به تحقیق مک‌کویلینگ و پوتوین در سال ۲۰۱۲ اشاره کرد [15].

دی و همکارانش در یک تحقیق تجربی، مراحل باز شدن چتر را با طراحی چتر در زمان‌های مختلف بررسی کردند و با کمک تونل باد ضریب پسا در هر حالت محاسبه شد [16]. آنها در تحقیقی دیگر، یک چتر دونات شکل را به صورت عددی مورد مطالعه قرار داده و اثرات گردابه‌های پشت محموله روی نیروی‌های عرضی و ضریب پسای چتر را بررسی کردند.

جونگ دونگ و همکارانش در مطالعه‌ای برای مدل‌سازی دینامیکی اندرکنش سازه-سیال چتر و بندهای تعلیق از روش تعقیب جبهه مرزی (Front Tracking) استفاده کرده است. چترهای T-10 و G-11 در این پژوهش مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. بیشتر تمرکز این پژوهش روی رفتار دینامیکی چتر در فاز پر باد شدگی است که در مقایسه با نتایج تجربی قابل قبول می‌باشد [17].

ستین (Setein) در پژوهشی به حل عددی و سه بعدی اندرکنش سازه-سیال چتر پرداخته است. برای قسمت دینامیک جریان از المان محدود فضا-زمان و برای قسمت سازه، از المان محدود کلاسیک استفاده کرده است. نتیجه‌گیری ستین به این صورت است که پیش‌بینی رفتار چتر، نیازمند مدل غیرخطی دقیق رفتار اندرکنش سازه-سیال (FSI) است [18]. ارتگا (Ortega) به ارائه یک تکنیک برای حل آیروالاستیک چتر پرداخته است که از آیرودینامیک تجربی مبتنی بر مدل پر باد شدگی (Filling-time) و قانون مساحت لودکه (Ludtke’s Area Law) کمک گرفته است [19]. ستین در سال ۲۰۰۱، یک شبیه‌سازی اندرکنش سازه-سیال چتر با کمک معادلات سه بعدی ناویر استوکس برای جریان تراکم‌ناپذیر را بررسی کرد و همانند سایر تحقیقات در این زمینه، کوپل شدن دینامیک جریان و سازه، به واسطه سطح چتر انجام

می‌شود. ستین همانند تحقیق قبلی خود در سال ۲۰۰۰، به این نتیجه رسید که برای پیش‌بینی رفتار چتر، به یک مدل‌سازی غیرخطی مرتبه بالا نیاز است.

پروت (Pruett) به تحلیل سازه‌ای یک چتر در مأموریت فرود روی سطح مریخ، با استفاده از دو حلگر المان محدود تنش و LS-DYNA پرداخته است. نتایج به دست آمده حاکی آن است که با در نظر گرفتن خصوصیات ناهمسان‌گردی پارچه چتر، در مقایسه با ویژگی‌های همسان‌گردی، ۴۰٪ کاهش بیشترین تنش در چتر ناهمسان‌گرد مشاهده می‌شود. همچنین نشان داده شد که بیشترین تنش در طناب و تقویت‌کننده‌های شعاعی ایجاد می‌شود [20]. در سال ۲۰۱۰ لئونوف (Leonov)، یک روش الاستیک گسسته را برای آنالیز شکل پر باد شده چتر ارائه داد [21].

ژائو لانگ در سال ۲۰۱۳ یک مطالعه عددی روی تغییر شکل سه بعدی یک چتر در آزمون پروازی با سرعت پایین انجام داده اســـت و نتایج با یک کد المان محدود غیر خطی به کمک LS-DYNA اعتبار ســـنجی شـــده‌اند. تغییر شـــکل و توزیع نیروهای روی کانوپی چتر به عنوان خروجی این تحقیق مد نظر بوده‌اند [22].

در سال ۲۰۱۶، ژائو پر باد شدگی یک چتر را به صورت کوپل سیال–سازه شبیه‌سازی کرد. در تحقیق آن‌ها تغییر شکل سه بعدی چتر با نتایج تجربی صحه‌سنجی شده‌اند [23]. ژائو لانگ مجددا در سال ۲۰۱۶، برای بررسی و آنالیز دینامیکی و مشخصه‌های پایداری یک چتر به عنوان یک سامانه در حال فرود (سقوط)، از ترکیب مدل‌های اندرکنش سازه- سیال و دینامیک پرواز سامانه استفاده کرد. رفتار پر باد شدگی یک چتر با روش اویلر–لاگرانژ مورد بررسی قرار گرفت. بر اساس داده‌های آیرودینامیکی، یک مدل ۹ درجه آزادی از یک سامانه چتر و محموله ایجاد و به منظور شبیه‌سازی مسیر سقوط، حل شده است. نتایج آزمون سقوط نشان می‌دهد که این روش می‌تواند برای هدایت و کنترل همه سامانه-های سقوط هوایی استفاده شود [24].

یکی از موضوعات مهم در لحظه باز شدن چترهای بارریزی، نیروی باز شوندگی چترها و شتاب باز شوندگی وارد به محموله می‌با شد. جامیسون (Jamison) در تحقیقی تئوری، رو شی برای محاسبه نیروهای بازشوندگی چتر نجات، سرعت سامانه و برخی دیگر از متغییرهای مهم ارائه کرده است [25].

در تحقیق حاضر یک چتر ریبونی مسطح برای استفاده در یک مأموریت خاص طراحی و ساخته شده است. مدل چتر ساخته شده در نرم‌افزار کتیا ایجاد شده و بعد از تولید شبکه محاسباتی توسط نرم‌افزار پوینتوایز (Pointwise) در نرم‌افزار فلوئنت تحلیل عددی شده است. همچنین، چتر ساخته شده توسط آزمون کشش خودرو که یکی از آزمایش‌های شناخته شده در راستای بررسی عملکرد چترها می‌باشد، مورد ارزیابی قرار گرفته است. مقایسه ضریب پسای اندازه‌گیری شده در آزمون کشش خودرو با نتایج عددی، نشان از مطابقت نسبتا مناسب نتایج دارد. این موضوع نشان از کارایی آزمون کشش خودرو با توجه به هزینه‌های بسیار کم آن در مقایسه با سایر روش‌های آزمایش چترها دارد. همچنین، لازم به ذکر است که براساس جستجوهای انجام گرفته محققان پژوهش حاضر، هیچ تحقیق مشابهی در داخل و خارج از کشور با ماهیت مقایسه نتایج آزمون کشش خودرو با نتایج دینامیک سیالات محاسباتی روی چترهای ریبونی یافته نشده است.

روش‌های آزمایش چتر

چترها و سامانه‌های بازیابی چتر را می‌توان با روش‌های مختلفی آزمایش کرد. روش‌های آزمون را می‌توان در سه گروه اصلی آزمون پرواز آزاد، آزمون متصل (کشش) و آزمون تونل باد دسته-بندی کرد. برای طراحی یک آزمون مناسب، لازم است هر یک از روش‌های مختلف آزمون موجود بررسی شود.

آزمون پرواز آزاد شکل (۱) با قرار دادن کل مجموعه چتر در شرایط مشابه مأموریت صورت می‌گیرد. روش‌های آزمون پرواز آزاد عبارتند از:

۱. سقوط آزاد از هواپیما.
۲. پرتاب از بالگرد.
۳. پرتاب آزمایشی از بالن در ارتفاع بالا.
۴. پرتاب به وسیله راکت در مسیر بالستیک.

آزمون پرواز آزاد دارای مزایای زیر است:

۱. بدون محدودیت فیزیکی در عملکرد سامانه چتر.
۲. آزمون با جرم محدود و مشخص.
۳. برر سی رفتار جریان و تأثیر گردابه‌های جریان پشت محموله بر چتر در شرایط واقعی.
۴. یکسان بودن شرایط آزمایش با شرایط عملیات واقعی.
۵. بررسی کامل عملکرد سامانه بازیابی.
۶. ارزیابی و بررســی ســایر ویژگی‌های عملکردی مانند پایداری

سامانه، مسیر پرواز، سرعت نزول و غیره.

آزمون پرواز آزاد دارای معایب زیر است:

۱. د شوار بودن کنترل شرایط آزمون و برر سی دقیق پارامترهای طراحی.

۲. هزینه‌بر و دشوار بودن تهیه تجهیزات آزمون.



شکل ۱ آزمون پرواز آزاد چترهای خوشه‌ای [26]

آزمون کشش شکل (۲) با حرکت مهار شده (بکسل شده) یک وسیله نقلیه آزمایشی در محیط آزاد صورت می‌گیرد. روش‌های آزمون متصل عبارتند از:

۱. کشش به وسیله هواپیما.

۲. کشش به وسیله ارابه راکتی.

۳. کشش به وسیله کامیون(خودرو).

۴. کشش در آب.

آزمون کشش دارای مزایای زیر است:

۱. کنترل نسبتا آسان شرایط آزمون.

۲. اندازه‌گیری دقیق عملکرد.

۳. بازیابی و استفاده مجدد وسایل نقلیه آزمایشی.

۴. سهولت در انجام آزمون به دفعات مکرر.

۵. هزینه کم و سهولت در تهیه تجهیزات مناسب.

آزمون کشش دارای معایب زیر می‌باشد:

۱. عدم امکان آزمون برای سرعت‌های بالا.

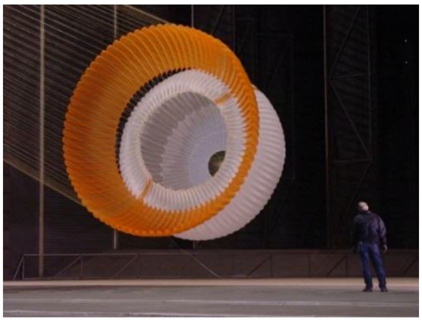
۲. محدودیت افزایش فاصله از وسیله به علت محدودیت جانمایی طناب‌ها و غیره.

۳. ایجاد خطا در محاسبات به دلیل عواملی مانند اثرات زمین، اثرات دنباله وسیله نقلیه روی چتر، تغییر جهت وزش باد و غیره.



شکل ۲ آزمون کشش به وسیله کامیون [27]

آزمون تونل باد شکل (۳) یک شکل تخصصی از آزمایش محبوس است که در آن جسم مورد مطالعه در جریان هوای متحرک ثابت نگه داشته می‌شود. اگر چه تونل‌های باد بسیار متنوعی وجود دارد، اما همه آن‌ها دارای مزایا و معایب مشابهی هستند.



شکل ۳ آزمون تونل باد چتر برای فرود در مریخ [28]

آزمون تونل باد دارای مزایای زیر می‌باشد:

۱. کنترل دقیق شرایط آزمون و تغییر سریع شرایط محیطی.

۲. اندازه‌گیری دقیق.

۳. سهولت در آشکارسازی و مطالعه جریان هوا.

۴. سهولت و سرعت در تکرار آزمون‌ها.

آزمون تونل باد دارای معایب زیر می‌باشد:

۱. محدودیت‌هایی در اندازه و عدم مقیاس‌پذیری در چترها با احتساب اثرات دیواره تونل و ماهیت پارچه.

۲. هزینه‌بر بودن انجام آزمون در ابعاد واقعی.

۳. صلب بودن اتصال (اثر جرم بی‌نهایت).

طراحی چتر ترمزی

در پژوهش حاضر ابعاد و نوع چتر ترمزی بر مبنای مأموریت زیر طراحی شده است.

۱. وزن محموله ۳۵۰ کیلوگرم در نظر گرفته شده است.

۲. ارتفاع باز شـدن چتر ترمزی ۷۰۰۰ متر از سـطح دریا اسـت. چگالی هوا در این ارتفاع در حدود ۰/۵۹ کیلوگرم بر متر مکعب می‌باشد.

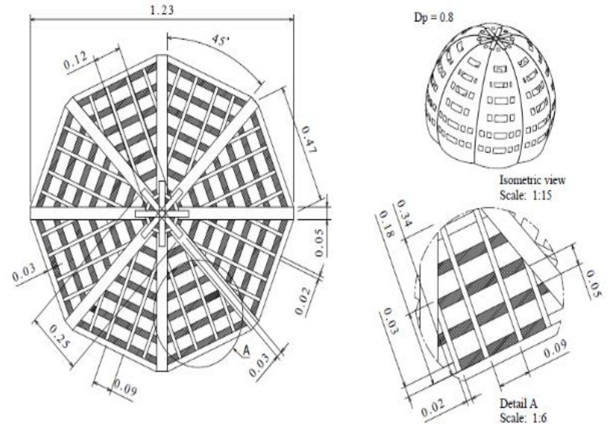
۳. سـرعتی که چتر ترمزی در آن باز می‌شـود، ۱۲۰ متر بر ثانیه است.

۴. سرعت حالت پایای چتر ترمزی ۸۰ متر بر ثانیه می‌باشد.

بر اساس مأموریت فوق یک چتر ریبونی مسطح با شرایط ارائه شـده درجدول (۱) طراحی و هندسـه آن با اسـتفاده از نرم‌افزار کتیا مطابق شـکل (۴) تولید شـده اسـت. اما با توجه به این موضوع که انجام آزمون کشش خودرو در این سرعت میسر نمی‌باشد، ضرایب آیرودینامیکی چتر طراحی شده در سرعت ۲۰ متر برثانیه توسـط شـبیه‌سـازی عددی و آزمون کشـش خودرو اندازه‌گیری و مقایسه می‌شود.

جدول ۱ مشخصات چتر ترمزی طراحی شده

عنوان	مشخصات
نوع چتر	ریبونی مسطح
تعداد گرهای چتر	۸
قطر اسمی	۱/۲۳ متر
قطر کنوپی پر شده	۰/۸۲ متر
قطر کنوپی ساخته شده	۱/۲۳ متر
تعداد بندهای تعلیق	۸
تعداد بندهای رایزر	۴
طول بندهای تعلیق و رایزر	۱۷متر
استحکام بندهای تعلیق	۳۰۰۰ پوند
سطح مؤثر پسا	۱/۱متر مربع
نیروی بازشوندگی	۱/۳۱ تن نیرو
شتاب بازشوندگی	۳/۸ g
جرم	۳/۵ کیلوگرم



شکل ۴ نقشه چتر ریبونی طراحی شده

شبیه‌سازی

همان طور که در بخش قبل اشاره شد، هندسه کامل چتر توسط نرم‌افزار کتیا مطابق شکل ۴) ایجاد شده است. شبیه‌سازی‌ها شامل تحلیل دینامیک جریان و استخراج توزیع فشار روی سطوح بیرون و داخل چتر و محاسبه ضریب نیروی پسا می‌باشد.

با استفاده از نرم‌افزار تولید شبکه پوینتوایز (PointWise) شبکه اطراف چتر ترمزی مطابق شکل ۴) ایجاد شده است. ابتدا یک دامنه حل با ابعاد مناسب در اطراف چتر ایجاد شده و با مشخص کردن شرایط مرزی شبکه تولید شده برای تحلیل آماده می‌شود. در گام بعد، شبکه تولید شده در محیط نرم‌افزار فلوئنت وارد شده و شرایط مرزی متناسب با سرعت مشخص شده در ورودی اعمال می‌شود.

برای بررسـی جریان حول چتر معادلات معادلات ناویر-استوکس در شرایط آشفته و تراکم‌ناپذیر تحلیل شده است. این معادلات در سـه بعد همانند معادلات (۱) الی (۴) نوشـته می‌شود.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.(\rho\vec{V}) = 0 \qquad (۱)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla.(\rho u\vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \nu\nabla^2 u + f_x \qquad (۲)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla.(\rho v\vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \nu\nabla^2 v + f_y \qquad (۳)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla.(\rho w\vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \nu\nabla^2 w + f_z \qquad (۴)$$

در این روابط f و v بیانگر نیروی خارجی و اثرات لزجت سیال (آرام و آشفته) می‌باشد. با صرف نظر از نیروی‌های خارجی، تنها جریان سیال عامل ایجاد نیرو به چترها می‌باشد. برای بررسی معادلات حاکم فرض می‌شود که سیال نیوتنی و جریان آشفته می‌باشد و عبارت پخش لزج به طور محلی با استفاده از مدل آشفتگی $k - \text{epsilon}$ اصلاح می‌شود. خروجی شبیه‌سازی‌های سیالاتی، ضریب پسا کل در حالت پر باد شدگی برای چتر ترمزی می‌باشد. جهت ارزیابی ضریب پسا، شبیه‌سازی‌ها در چندین سرعت انجام گرفته و در دو سرعت ۲۰ و ۳۰ متر برثانیه با داده-های تجربی مطابقت داده می‌شود. با توجه به محدوده سرعت صوت در ارتفاع مکان انجام آزمون کشش خودرو (۳۳۶,۴ الی ۳۱۲,۲ متر بر ثانیه) رژیم حاکم بر جریان تراکم‌ناپذیر می‌باشد.

در این حالت رژیم جریان با توجه به عدد بدون بعد $Re = \rho uL/\mu$ و در نظر گرفتن قطر پر باد شده چتر به عنوان مقیاس طولی در محدوده $۱×۱۰^{۶}$ می‌باشد. بر این اساس جریان کاملا آشفته در نظر گرفته شده است.

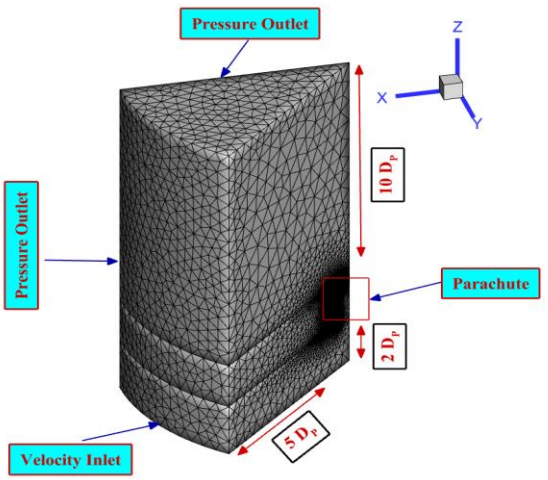
برای بررسی جریان بایستی استقلال حل از شبکه محاسباتی بررسی گردد (جدول ۲). همانند جدول (۲) ضریب پسا در ۳ شبکه مختلف محاسبه و گزارش شده است. همان طور که مشاهده می‌شود اختلاف نتایج شبکه‌های ۱,۸۲۲,۰۷۰ و ۲,۹۵۱,۷۵۴ سلول قابل چشم‌پوشی می‌باشد. بر این اساس و در راستای کاهش هزینه‌های محاسباتی، شبکه ۱,۸۲۲,۰۷۰ به عنوان شبکه بهینه انتخاب شده است.

با توجه به عبور جریان سیال از روی پارچه چترها و ایجاد لایه مرزی، بایستی نقاط شبکه محاسباتی در نزدیکی پارچه چترها دارای تراکم بیشتری به نسبت سایر نقاط شبکه باشد. بنابراین، از شبکه لایه مرزی در مجاورت سطح چتر استفاده شده است.

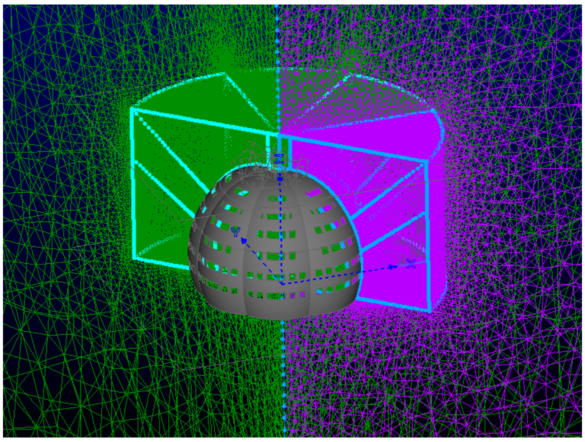
جهت کمینه کردن آثار شرایط مرزی روی متغیرهای جریان داخل و پیرامون چتر ترمزی، فاصله چتر ترمزی از مرزهای بالادست $10D_P$، از مرز پایین دست $2D_P$ و از مرزهای اطراف به اندازه $5D_P$ در نظر گرفته می‌شود. شرایط مرزی اعمال شده در شبیه‌سازی، همانند شکل ۵) می‌باشد. همان طور که مشاهده می-شود سطح چتر دیواره صلب در نظر گرفته شده و برای مرزهای خروجی و ورودی دامنه محاسباتی، شرایط فشار خروجی و سرعت ورودی تعریف شده است.

جدول ۲ استقلال حل از شبکه محاسباتی

ابعاد حدودی شبکه	ضریب پسا
۱۰۹۳۴۰۸	۰/۶
۱۸۲۲۰۷۰	۰/۵۳
۲۹۵۱۷۵۴	۰/۵۱



شکل ۵ شرایط مرزی دامنه محاسباتی

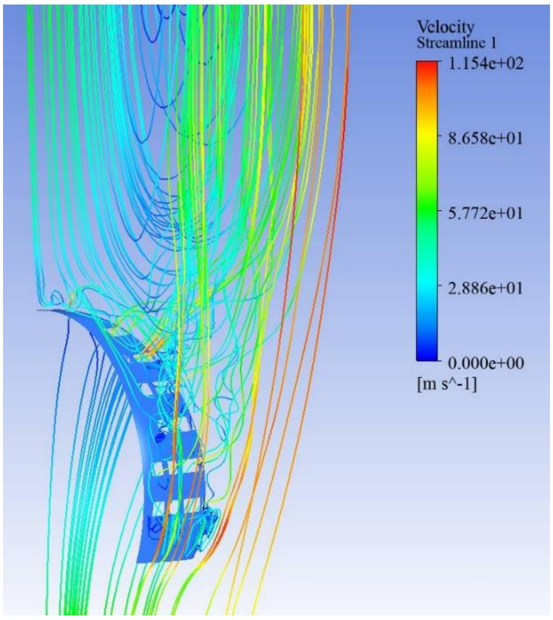


شکل ۶ نحوه تولید شبکه حول چتر ترمزی

نتایج و بحث

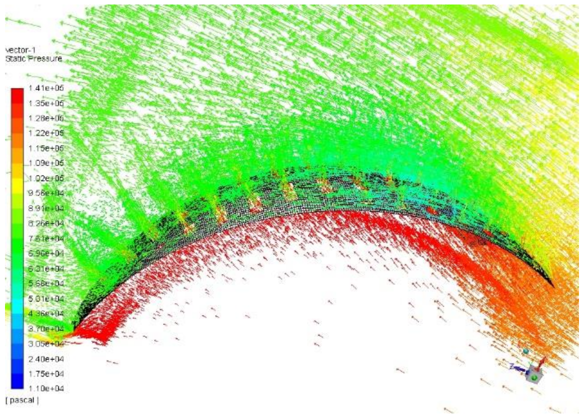
شبیه‌سازی‌ها در ۷ سرعت در محدوده ۱۰ تا ۱۲۰ متر برثانیه انجام گرفته است. اما همان طور که اشاره شد، داده‌های عددی و تجربی در دو سرعت ۲۰ و ۳۰ متر برثانیه مقایسه می‌شوند. دلیل این موضوع امکان ناپذیر بودن انجام آزمون کشش خودرو برای سرعت‌های بالاتر از ۳۰ متر برثانیه (حدود ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت) می‌باشد. برای اجرای آزمون کشش خودرو، همان طور که پیشتر اشاره شد، نمونه واقعی چتر ساخته شده است. قطر

اسمی چتر ساخته شده برابر ۱,۲ متر بوده و تصویر آن در شکل (۱۱) نشان داده شده است. شکل (۷) خطوط جریان عبور کننده از داخل و پیرامون یک قطاع از چتر را در سرعت ۱۲۰ متر برثانیه نمایش می‌دهد. رنگ خطوط جریان در این شکل بر اساس اندازه سرعت تنظیم شده است. همان طور که مشاهده می‌شود بخش قابل توجهی از جریان از داخل منافذ چتر عبور می‌کنند. جریان عبوری از این منافذ منجر به شکست گردابه‌های ناحیه دنباله چتر شده و مانع از ریزش نامتقارن گردابه در ناحیه دنباله می‌گردند. این موضوع دامنه نوسانات چتر را کاهش داده و عامل اصلی پایداری چترهای ریبونی می‌باشد.



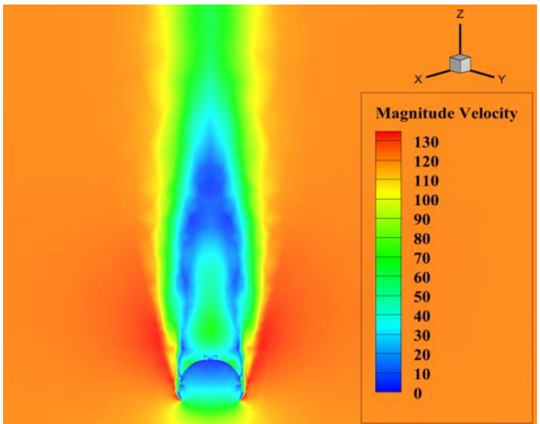
شکل ۷ خطوط جریان عبور کننده از داخل و پیرامون چتر

شکل (۸) بردارهای سرعت در مجاورت سطح چتر را در سرعت ۱۲۰ متر برثانیه نمایش می‌دهد. رنگ بردارها در این شکل بر اساس فشار تنظیم شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، فشار داخل کانوپی چتر افزایش یافته و با عبور جریان از حفره‌ها فشار کاهش می‌یابد. در ناحیه دنباله نیز شاهد کمینه مقدار فشار هستیم. اگرچه وجود تخلخل در چترهای ریبونی سبب می‌شود تا اختلاف فشار بین داخل و خارج چتر نسبت به چترهای یکپارچه کمتر باشد، اما همین اختلاف فشار منجر به ضریب پسای معادل ۰/۵۳ شده که در سرعت‌های بالا نیروی پسای قابل توجهی ایجاد می‌کند.



شکل ۸ توزیع فشار بر روی و زیر چتر ترمزی ریبونی مسطح ۱/۲ متری

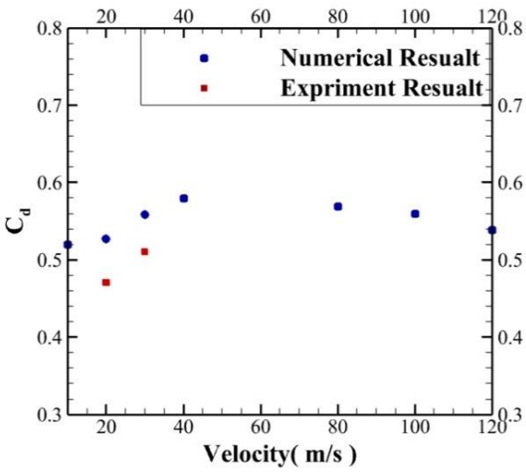
شکل (۹) میدان سرعت روی صفحه عبور کننده از مرکز چتر را در سرعت ۱۲۰ متر برثانیه نمایش می‌دهد. همان طور که مشاهده می‌شود حفره ونت قوی‌ترین جت را تشکیل داده است. همچنین، مشاهده می‌شود که قدرت جت‌های خروجی از منافذ موجود در مجاورت رأس چتر بیشتر از منافذ موجود در ناحیه دامن چتر می‌باشد. به عبارت دیگر سرعت جریان خروجی از منافذ، با حرکت از سمت رأس به دامن چتر کاهش یافته است.



شکل ۹ توزیع سرعت چتر ترمزی ریبونی مسطح ۱/۲ متری

جهت استخراج ضریب پسا در محدوده عملکرد چتر، شبیه‌سازی‌ها علاوه بر سرعت ۲۰ و ۳۰ متر بر ثانیه، در ۵ سرعت ۱۰، ۴۰، ۸۰، ۱۰۰ و ۱۲۰ متر بر ثانیه نیز تکرار و ضرایب پسا در شکل (۱۰) ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، ضریب پسا در محدوده عملکرد چتر تقریبا مقدار ثابتی دارد. این موضوع نشان از عدم تغییر در ساختارهای جریان در محدوده

سرعت بررسی شده می‌باشد. لازم به ذکر است که تغییرات جزئی در ضریب پسا در محدوده سرعت عملکردی چترهای ریبون از خصوصیات آن‌ها به شمار می‌آید که با نتایج موجود مطابقت دارد [29]. همان طور که مشاهده می‌شود، برای مقایسه نتایج عددی و تجربی، ضرایب پسای محاسبه شده از آزمون کشش خودرو در سرعت‌های ۲۰ و ۳۰ متر برثانیه در این شکل نشان داده شده است. توضیحات مربوط به چگونگی استخراج نتایج تجربی و دلایل وجود اختلاف بین نتایج عددی و تجربی در بخش بعد ارائه می‌شود.



شکل ۱۰ مقایسه ضریب پسای محاسبه شده از دو روش عددی و تجربی

آزمون کشش چتر

نظر به بررسی مزایا و معایب تمامی روش‌های آزمون چتر که در مقدمه بیان شد، به منظور آزمون چتر ترمزی ریبونی طراحی شده، از روش کشش خودرو بهره برده شده است. در صورت عملکرد مناسب چتر در آزمون کشش خودرو، از آزمون پروازی برای بررسی عملکرد کل مجموعه بازیابی در شرایط واقعی پرواز بهره گرفته خواهد شد. به جهت افزایش ایمنی، دقت، تکرارپذیری آزمون، طول ۴/۵ کیلومتری باند پرواز و محدودیت‌های شهری از باند پرواز فرودگاه بین المللی پیام برای آزمون استفاده گردید. لوازم استفاده شده در آزمون شامل چتر ترمزی ریبونی شکل (۱۲)، بندهای تعلیق ۲/۵ هزار پوندی، سازه فلزی، لودسل و نمایشگر، خودرو دودفرانسیل، چندین دوربین فیلم‌برداری و اتصالات می‌شوند. هدف از انجام این آزمون موارد زیر می‌باشد:

۱. بررسی عملکرد چتر در حالت کامل پرباد شده.

۲. بررسی پایداری چتر.

۳. اندازه‌گیری نیروی وارده توسط چتر.

در دسترس بودن، کم هزینه‌تر بودن، قابلیت تغییر سریع سناریو آزمون از جمله مزایای این روش می‌باشد. اما تأثیرت ناحیه دنباله خودرو روی عملکرد چتر و سرعت کم حرکت نیز از معایب این روش محسوب می‌شوند. لازم به ذکر است که در تحقیق حاضر ناحیه دنباله خودرو به طور جداگانه شبیه‌سازی شده و اثرات آن روی چتر به صورت ضریب تصحیح روی ضریب پسا اعمال شده است.



شکل ۱۱ چتر ترمزی ساخته شده

سازه فلزی که وظیفه اتصال چتر را به عهده دارد، با ضریب اطمینان ۳ قابلیت تحمل نیروی کششی تا چند تن را به راحتی فراهم می‌سازد. همان طور که در شکل ۱۲) نشان داده شده، یک چارچوب فلزی به ارتفای ۱ متر ساخته شده است. دلیل این امر بالاتر بودن سازه از سقف خودرو است تا اثر جریان تولیدی خودرو روی چتر را کمتر کند.

برای جلوگیری از آسیب دیدن بدنه خودرو، تسمه پایه سازه با تسمه دیگری بدنه خودرو را در بر می‌گیرد تا نیروی وارده به بدنه خودرو مهار شود. همچنین جهت انتقال مستقیم نیرو به شاسی خودرو، یک میلگرد آجدار سایز ۲۰ از میان شاسی عبور داده شده و از طریق یک سیم بکسل به سازه متصل شده است.

لودسل مورد استفاده از نوع S شکل کششی-فشاری با ظرفیت ۳۵۰ کیلوگرم می‌باشد. خطای اندازه‌گیری لودسل کمتر از ۰/۰۱۸ درصد، جنس به کار رفته در آن استیل ضد زنگ بوده و محدوده دمای کاری آن ۳۰- تا ۸۰ درجه سانتی‌گراد می‌باشد. دو بند رایزر کوچک ۵۰ سانتی‌متری از قطعات عمودی سازه فلزی به لودسل

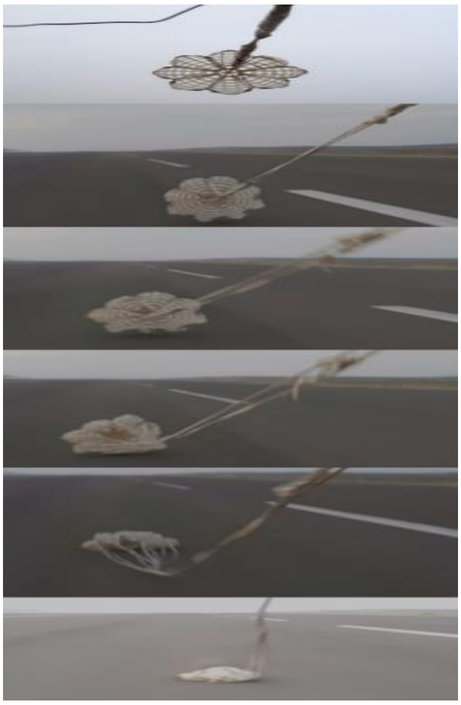
متصل گردیده و از طرف دیگر لودسل به بند رایزر چتر متصل می‌شود. طول سیم اتصال لودسل به نمایشگر ۳ متر بوده و فردی برای ضبط اطلاعات نمایشگر داخل کابین خودرو مستقر می‌شود. نتایج ضبط شده توسط لودسل ضریب پسا را مشخص می‌کند.



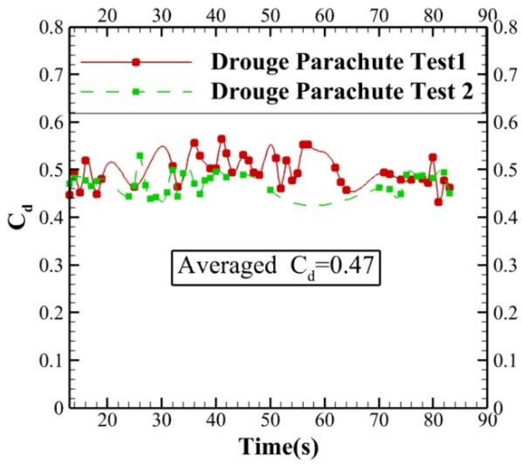
شکل ۱۲ سازه فلزی متصل بر روی خودرو پیکاپ

آزمون کشش چتر ترمزی

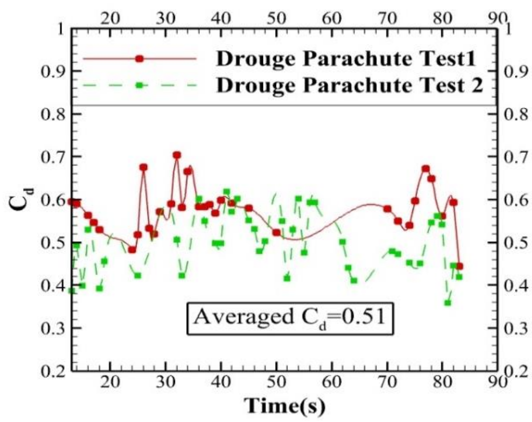
در ابتدا برای آزمون چتر ترمزی، چتر بر روی زمین قرار گرفته و خودرو شروع به حرکت می‌کند، در این حالت به علت فراهم نشدن جریان مورد نیاز چتر از زمین بلند نشده و بر روی زمین کشیده می‌شود. برای رفع این مشکل فردی با مستقر شدن در پشت خودرو و رعایت موارد ایمنی، زمانی که وسیله به سرعت مناسب می‌رسد، اقدام به پرتاب کردن چتر ترمزی به بیرون خودرو می‌کند. چتر در کسری از ثانیه در معرض جریان قرار گرفته و باز می‌شود (شکل ۱۳). سرعت باد محلی بین ۲/۵ الی ۳/۷ متر بر ثانیه در جهت جنوب_غربی، شمال_شرقی می‌باشد. به منظور به دست آوردن بهترین نتیجه، آزمون به دفعات تکرار شده است. پس از به دست آوردن نیروهای کششی و ثبت آن‌ها با محاسبه فشار دینامیکی و با کمک سرعت و چگالی هوا حاکم بر باند پروازی مقدار ضریب پسا در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه (۷۲ کیلومتر بر ساعت) مطابق شکل (۱۴) محاسبه می‌شود که با مقدار شبیه‌سازی انجام شده نزدیک می‌باشد. آزمون کشش به دفعات روی باند تکرار شده و بیشترین اختلاف بین نتایج حاصل از لود سل در قالب آزمون ۱ و ۲ ارائه شده است. لازم به ذکر است که ضریب پسای محاسبه شده از آزمون کشش خودرو بعد از اصلاح اثرات دنباله خودرو در شکل (۱۴) ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود مقدار متوسط در این نمودارها معادل ۰/۴۷ می‌باشد که اختلاف آن نسبت به عدد اندازه‌گیری شده در شبیه‌سازی‌های عددی (۰/۵۳) در حدود ۱۰ درصد می‌باشد. برای رسیدن به یک ارزیابی دقیق‌تر اندازه‌گیری‌های ضریب پسا در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه تکرار و نتایج مربوط در نمودارهای شکل (۱۵) ارائه شده است. ضرایب پسای متوسط اندازه‌گیری شده در سرعت ۳۰ متر برثانیه همان طور که در نمودار شکل (۱۵) نشان داده شده معادل ۰,۵۱ می‌باشد. فاصله این عدد با ضریب پسای عددی اندازه‌گیری شده (۰,۵۶) حدود ۱۰ درصد می‌باشد.



شکل ۱۳ مراحل پر باد شدن چتر ترمزی



شکل ۱۴ ضریب پسا اندازه‌گیری شده توسط لودسل آزمون اول و دوم فاز در جهت وزش باد و سرعت ۲۰ متر بر ثانیه



شکل ۱۵ ضریب پسا اندازه‌گیری شده توسط لودسل آزمون اول و دوم فاز مخاف جهت وزش باد و سرعت ۳۰ متر بر ثانیه

دلایل وجود اختلاف بین نتایج عددی و تجربی را می‌توان در موارد زیر برشمرد:

۱. خطاهای مرتبط با شبیه‌سازی عددی از جمله عملکرد مدل آشفتگی مورد استفاده، انجام حل در شرایط پایا و خطاهای ناشی از خطی‌سازی و گسسته‌سازی معادلات.

۲. خطاهای مربوط به اندازه‌گیری های تجربی از جمله عدم قطعیت‌های مربوط به اندازه‌گیری نیرو، سرعت و جهت وزش باد، دقت محاسبه سرعت حرکت خودرو، نوسانات حاصل از حرکت چتر و تأثیرات دنباله خودرو روی دینامیک و نیروهای وارد بر چتر از عوامل اصلی وجود اختلاف بین نتایج به شمار می‌آیند.

نتیجه‌گیری

در پژوهش انجام شده ضریب پسای چتر با استفاده از شبیه‌سازی عددی و تجربی محاسبه شد. در این بررسی مشاهده شد که مقدار نیروی وارد به چتر با روابط تئوری استخراج شده از مرجع [29] مطابقت دارد. شبیه‌سازی‌های عددی صورت گرفته نشان داد که چگونه منافذ موجود روی چتر ریبونی از طریق شکستن گردابه-های ناحیه دنباله مانع از ریزش منظم گردابه‌ها شده و از این طریق پایداری این نوع چتر را بهبود می‌بخشد. همچنین، اندازه‌گیری‌های تجربی نشان داد که آزمون کشش خودرو با وجود محدویت‌هایی که در سرعت حرکت و تأثیرات خودرو روی عملکرد چتر دارد، می‌تواند برای ارزیابی تقریبی ضریب پسا مؤثر باشد. مشاهدات انجام شده در آزمون کشش خودرو همچنین گویای پایداری بسیار مناسب چتر ریبونی طراحی و ساخته شده داشت. موضوعی که در مطابقت کامل با ماهیت این نوع چتر می‌باشد.

فهرست علائم

W	وزن محموله (kg)
Q	فشار دینامیکی (N/m^2)
$(C_dS)_0$	سطح پسای اسمی چتر (m^2)
S_0	مساحت چتر (m^2)
D_0	قطر اسمی چتر (m)
D_C	قطر کانوپی ساخته شده (m)
D_P	قطر کانوپی پر باد شده (m)
$(C_dS)_P$	سطح پسای پر باد شده چتر (m^2)
X_1	ضریب بدون بعد کاهش نیرو
F_x	نیروی باز شوندگی (N)
C_x	ضریب بدون بعد نیروی بازشوندگی در جرم بی‌نهایت
a	شتاب وارد به محموله (m/s^2)
ϵ	نسبت سطح پسا ریف به سطح پسا اسمی
D_R, L_R	قطر و طول بند ریف (m)
$(C_DS)_R$	سطح پسا در حالت ریف (m^2)
F_R	نیروی باز شوندگی در حالت ریف (N)
$(C_DS)_{payload}$	سطح پسای محموله (m^2)
F_{SL}	استحکام بند تعلیق (N)
t_c	استحکام مورد نیاز پارچه (N/m)
F_{VT}	استحکام مورد نیاز برای نوارهای هواکش (N)
N_{SL}	تعداد بندهای تعلیق
DF	ضریب بدون بعد طراحی
DS	ضریب بدون بعد طراحی نهایی
SF	ضریب ایمنی بدون بعد

واژه نامه

طراحی چتر ترمزی	Brake Parachute Design
شبیه‌سازی چتر	Parachute Simulation
بازیابی محموله فضایی	Space Payload Recovery
چتر ریبونی	Ribbon Parachute

تقدیر و تشکر

مراجع

[1] A. Taylor, P., Sinclair, R., J., and Allamby, R., D., "Design and Testing of the Kistler Landing System Parachutes," *15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*, vol. 1, pp. 1–9, (1999).

[2] *"Crew Systems Deployable Aerodynamic Decelerator (DAD)", Specification Guide Handbook*, Department of Defense Joint Service Specification Guide, *(1998).*

[3] R.E. Meyerson, and W. Kent, "Space Shuttle Orbiter Drag Parachute Design," 2001.

[4] K. Takizawa and T. E. Tezduyar, "Computational Methods for Parachute Fluid-Structure Interactions," *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 19, no. 1, pp. 125–169, (2012), doi: 10.1007/s11831-012-9070-4.

[5] D. Z. Huang, P. Avery, C. Farhat, J. Rabinovitch, A. Derkevorkian, and L. D. Peterson, "Modeling, Simulation and Validation of Supersonic Parachute Inflation Dynamics during Mars Landing," in *AIAA Scitech 2020 Forum*, Orlando, FL, 01062020, (2020).

[6] X. Yang, L. Yu, S. Nie, and S. Zhang, "Aerodynamic performance of the supersonic parachute with material permeability," *Journal of Industrial Textiles*, vol. 50, no. 6, pp. 812–829, (2021), doi: 10.1177/1528083719844605.

[7] L. Jiang, H. Jia, X. Xu, W. Rong, W., Jiang, Q. Wang, Q., C. Gang, and X. Xue, "Numerical Study on Aerodynamic Performance of Mars Parachute Models with Geometric Porosities," *Space Sci Technol*, vol. 2022, (2022), doi: 34133/2022/9851982.

[8] J. Fan, J. Hao, C.-Y. Wen, and X. Xue, "Numerical investigation of supersonic flow over a parachute-like configuration including turbulent flow effects," *Aerospace Science and Technology*, vol. 121, p. 107330, (2022), doi: 10.1016/j.ast.2022.107330.

[9] M. Dawoodian, A. Dadvand, and A. Hassanzadeh, "A Numerical and Experimental Study of the Aerodynamics and Stability of a Horizontal Parachute," *ISRN Aerospace Engineering*, vol. 2013, pp. 1–8, (2013), doi: 10.1155/2013/320563.

[10] I. Laraibi, F. R. Marz-abadi, and F. Eatemadi, "Experimental and numerical investigation of fabric permeability on drag of conventional parachute," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 49, no. 1, pp. 17–20, (2017). In Persian.

[11] Z. Gao, Charles, R., D., and L. Xiaolin, "Numerical Modeling of Flow Through Porous Fabric Surface in Parachute Simulation," *AIAA Journal*, vol. 55, no. 2, pp. 686–690, (2017).

[12] M. Pratap, A. K. Agrawal, S. C. Sati, and V. Kumar, "Forebody Wake Effects on Parachute Performance for Re-entry Space Application," *Defence Science Journal*, vol. 70, no. 3, pp. 223–230, (2020).

[13] Salimi, MR., Farajolahi, A. H., Mohseni Kafshgar Kolahi, A. H., Rostami, M. Aerodynamic, "Analysis of Cargo Speed Reduction Parachutes using Numerical Simulation". *Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal*, vol. 10, no. 2, pp. 1-17. (2022).

[14] Salimi, MR. Farajollahi, AH, Mohsenikafshgarkolaei, AH, M. Ebrahimi, and M. Ayoobi, "Numerical Analysis of Loads and Stresses Exerting on a Ribbon Type Parachute," *Journal of Advanced Defense Science & Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 271-282, (2023).

[15] M. Mcquilling and J. Potvin, "Forebody Wake Effects on the Aerodynamics of an Annular Parachute," *42nd AIAA*

Fluid Dynamics Conference and Exhibit., (2012).

[16] Day, B. P., Field, M. N., & Gelito, J. P. (2006). An Experimental Investigation of Aerodynamic Drag on a Round Parachute Canopy. Worcester Polytechnic Institute, 117.

[17] K. Joung-Dong, L. Yan, and L. Xiaolin, "Simulation of Parachute FSI Using the Front Tracking Method," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 37, pp. 100–119, (2013).

[18] K.R. Stein, R.J. Benney, T.E. Tezduyar, J.W. Leonard, and M.L. Accorsi, "Fluid-Structure Interactions of a Round Parachute: Modeling and Simulation Techniques," *Journal of Aircraft*, vol. 38, no. 5, pp. 800–808, (2001).

[19] E. Ortega, and R. Flores, "Aeroelastic Analysis of Parachute Deceleration Systems with Empirical Aerodynamics," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 234, no. 3, pp. 729–741, (2019).

[20] M. Pruett, M. Accorsi, and M. Kandis, "Stress Analysis of the Parachute System for the Mars Science Laboratory Mission," *AIAA Journal*, pp. 1–19, (2009).

[21] S. V. Leonov, V. I. Morozov, and A. T. Ponomarev, "Shape Modeling and Strength Analysis of Parachutes," *Mechanics of Solids*, vol. 46, no. 2, pp. 311–324, (2011).

[22] Xing-long, G., Qing-bin, Z., Qian-gang, T., & Tao, Y. (2013). Fluid-Structure Interaction Simulation of Parachute in Low Speed. Hong Kong: IAENG.

[23] X. Gao, Q. Zhang, and Q. Tang, "Fluid-Structure Interaction Analysis of Parachute Finite Mass Inflation," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2016, (2016).

[24] G. Xinglong, Z. Qingbin, and T. Qiangang, "Parachute Dynamics and Perturbation Analysis of Precision Airdrop System," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 29, no. 3, pp. 596–607, (2016).

[25] R. Jamison L., "A Method for Calculating Parachute Opening Forces for General Deployment Conditions," *NASA Office of Advanced Research and Technology*, vol. 4, no. 4, pp. 498–502, (1966).

[26] NASA, "NASA Orion Parachute Test: The Mars Generation Reports," (2017). [Online]. Available: https://themarsgeneration.org.

[27] B. Gupta, "Aerial delivery systems and technologies," *Defence Science Journal*, vol. 60, no. 2, pp. 124–136, (2010), doi: 10.14429/dsj.60.326.

[28] "Exprimental wind tunnel test for landing on Mars Report," NASA.

[29] Knacke, T. W. "*Parachute Recovery Systems: Design Manual*", Para Pub, (1992),